

Moscow, USSR) *Akademiya Nauk SSSR, Doklady* (ISSN 0002-3264), vol 273, no 4, 1983, p 821-825 10 refs In Russian

The discrete-vortex method is used to solve nonlinear steady and unsteady problems concerning flow past bodies in an incompressible medium, and the large-particle method is used to analyze a number of significant phenomena arising in separated flow past bodies at subsonic and supersonic velocities. It is shown that the main features and macroscopic effects arising in separated flow past bodies at high Reynolds numbers in the case of fixed separation sites (e.g., fixed on the sharp edges of thin lifting surfaces) do not depend on viscosity but are determined by inertial interaction described by the unsteady equations of an ideal fluid. The velocity field near a helicopter rotor and vortex structures near swept wings are examined as examples

B J

A84-20215 Invariance groups and reduction of the unsteady transonic small disturbance equation. W Stramp (Kassel, Gesamthochschule, Kassel, West Germany) *International Journal of Non-Linear Mechanics* (ISSN 0020-7462), vol 18, no 6, 1983, p 431-439 8 refs

A geometric approach is undertaken toward the solution of the unsteady transonic small disturbance equation describing the low frequency flow field about a thin airfoil. From group properties given in Anderson and Ibragimov (1979), three invariance groups for the equation are derived. Based on these groups a reduction of the equation is performed. The reduction leads to a steady equation and to an ordinary differential equation from which group-invariant solutions of the unsteady transonic small disturbance equation can be obtained (Author)

A84-20223 Missile aerodynamics. L L Cronvich (Johns Hopkins University, Laurel, MD) *Johns Hopkins APL Technical Digest* (ISSN 0270-5214), vol 4, July-Sept 1983, p 175-186 42 refs

The first task of a tactical missile aerodynamics design team is to ascertain the missile's prospective battle scenarios. The concept developed in that light establishes the broad requirements of a design, leading to a 'baseline' aerodynamic configuration. This configuration may strongly depend on the type of propulsion system employed, together with the launch system, the control surfaces appropriate for the guidance system to be used, and the warhead and fuze types called for by the missile's prospective targets. Theoretical considerations extend to the supersonic behavior of slender bodies and thin lifting surfaces, interference effects, and combined attack and sideslip angle effects. Attention is given to handbooks, computer programs, and wind tunnel test methods of which designers may avail themselves

O C

A84-20224 Computation fluid dynamics - A tool for missile design. M D Griffin (Johns Hopkins University, Laurel, Maryland, University, College Park, MD) *Johns Hopkins APL Technical Digest* (ISSN 0270-5214), vol 4, July-Sept 1983, p 187-195 16 refs

An assessment is made of the difficulties encountered by missile aerodynamicists in analyzing fluid dynamics systems, with attention to the use of numerical methods in such tasks. Examples of the application of computational techniques in supersonic missile inlet design are considered, and the direction of future efforts in this field is examined. The use of high speed computers has allowed numerical analysis to augment traditional experimentation and theorization. The aim of computational fluid dynamics is to approximate the continuous domain and boundaries of interest by means of a network of points spaced sufficiently closely to represent flow phenomena. Attention is given to the analysis of the dual (subsonic/supersonic) combustion ramjet concept, which employs coaxial annular inlets

O C

A84-20839 # Calculation of transonic inlet flows (Berechnung schallnaher Einlaufströmungen). U Giese *Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule, Aerodynamisches Institut, Abhandlungen*, no 26, 1983, p 13-19 14 refs In German

At the inlet of pipes and containers, sharp edges are often found in connection with manufacturing considerations. A resulting flow contraction in the case of a safety valve inlet can lead to an unsteady flow. Such flow conditions can be avoided by rounding off the edges of the inlet. The present investigation is concerned with questions regarding a contour for an inlet which will ensure an adherence of the flow. The compressible flow in planar inlets is studied on the basis of difference solutions of the fundamental equation of gas dynamics. The transonic flow characteristics are determined by solving the full potential equation and the boundary layer equations. The influence of the wall curvature and the mass flow rate on the detachment behavior of flows at rounded inlets is considered

G R

A84-20840 # The calculation of the laminar boundary layer on a wing-like ellipsoid with incidence (Berechnung der laminaren Grenzschicht an einem flügelähnlichen Ellipsoid mit Anstellung). D Schwaborn (Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt, Institut für theoretische Strömungsmechanik, Göttingen, West Germany) *Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule, Aerodynamisches Institut, Abhandlungen*, no 26, 1983, p 20-27 11 refs In German

The present investigation is concerned with the calculation of the boundary layer on a wing-like ellipsoid with the aid of a difference procedure. In the case of an asymmetric three-dimensional flow, a consideration of quasi-two-dimensional flows is generally not feasible, and initial data near the leading edge are usually computed by means of approximate methods. In certain cases, however, such an approach can lead to incorrect solutions. For these reasons, in the

current study a method for the exact calculation of the three-dimensional boundary layer is developed. Attention is given to the selected coordinate system, the equations of motion for the three-dimensional boundary layer, the numerical solution procedure, questions of stability and convergence, and the computation of the boundary layer

G R

A84-20841 # Disturbance of a planar turbulent wake by a compression shock (Störung eines ebenen turbulenten Nachlaufes durch einen Verdichtungsstoß). G Marenbach *Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule, Aerodynamisches Institut, Abhandlungen*, no 26, 1983, p 42-47 17 refs In German

Steady and unsteady compression shocks disturb the shear layers which are found, for instance, behind the cascades of transonic or supersonic compressors or in the wake of transonic or supersonic flow around individual profiles. The effects of a compression shock on turbulent fluctuations and their correlations are not yet known. The present investigation is concerned with the measurement of shock-produced changes in the fluctuation correlations of the Reynolds stresses. The measurements are conducted with the aid of an optical procedure. The model flow considered is a steady planar supersonic wake behind a plate. The wake is disturbed by a steady compression shock. The obtained density and velocity relations at the boundary of the disturbed wake are shown in a graph

G R

A84-20842 # Periodic vortex shedding in the supersonic wake of a planar plate (Periodische Wirbelablösung im Überschallnachlauf einer ebenen Platte). W F Xing and G Marenbach *Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule, Aerodynamisches Institut, Abhandlungen*, no 26, 1983, p 48-52 7 refs In German

Vortex streets in the wake have been mainly studied in incompressible flows and in the transonic region. Heinemann et al (1976) have shown that for the subsonic region the Strouhal number is nearly independent of the Mach number. Motalleb and Norbury (1981) have observed an increase in the Strouhal number in transonic supersonic flow at Mach numbers up to 1.25. The present investigation is concerned with an extension of the studies of vortex shedding to higher supersonic Mach numbers, taking into account questions regarding the possibility of a generation of stable von Karman vortex paths in the considered Mach number range. It is found that the vortex street observed in a supersonic wake behind a rough plate is only stable and reproducible in cases involving a certain surface roughness and certain aspects of trailing edge geometry

G R

A84-20843 # Interaction between a turbulent planar plate boundary layer and a planar cylinder wake (Wechselwirkung zwischen einer turbulenten ebenen Plattengrenzschicht und einem ebenen Zylindernachlauf). E P Tsiolakis *Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule, Aerodynamisches Institut, Abhandlungen*, no 26, 1983, p 53-61 16 refs In German

The present investigation is concerned with an experiment which was conducted to study the interaction of an incompressible two-dimensional turbulent plate boundary layer with a planar cylinder wake, taking into account also the subsequent relaxation of the boundary layer flow. The interaction effects were experimentally determined by measuring with the aid of hot-wire anemometry the mean velocities and the four Reynolds stresses. Attention is given to experimental details, the evaluation of hot wire signals, the determination of wall shear stresses with the aid of a Preston tube, and the measured data

G R

A84-21117 † Excitation of Tollmein-Schlichting waves in the boundary layer on the vibrating surface of a swept wing of infinite span (Vozbuzhdenie voln Tollmina-Shikhtinga v pogrannichnom sloe na vibriruiushchei poverkhnosti strelovidnogo kryla beskonечноgo razmakha). A M Tumani *PMTF - Zhurnal Prikladnoi Mekhaniki i Tekhnicheskoi Fiziki* (ISSN 0044-4626), Sept-Oct 1983, p 70-74 9 refs In Russian

The excitation of instability waves in a three-dimensional boundary layer of a compressible gas on the vibrating surface of a swept wing of infinite span is analyzed. The linearized Navier-Stokes equations, accounting for the equation of state after a time Fourier transform, are given. The solution of these equations for the case of a weakly nonuniform flow in the x-direction is presented in the form of a biorthogonal system of vectors. Attention is given to the resonance case, when the frequency and wave number characterizing the vibrating surface coincide with corresponding parameters for unstable excitation at the point of stability loss. The present analysis is applied to a symmetric NACA 0012 foil section at zero angle of attack and a sweep angle of 30 deg

J N

A84-21120 † Theory of hypersonic three-dimensional flow around a slender wing of arbitrary aspect ratio by an unsteady stream of relaxing gas (K teori giperzvukovogo prostranstvennogo obtekanii tonkogo kryla proizvol'nogo udlineniia nestatsionarnym potokom relaksiruiushchego gaza). M M Kuznetsov *PMTF - Zhurnal Prikladnoi Mekhaniki i Tekhnicheskoi Fiziki* (ISSN 0044-4626), Sept-Oct 1983, p 88-93 11 refs In Russian

The three-dimensional uniform hypersonic flow over the windward side of a slender wing with a time-dependent surface configuration and at a constant angle of attack is examined. The present approach considers that the flow in the shock layer is accompanied by physico-chemical changes and is of a relaxing character. The thickness of the shock layer is taken to be proportional to the small parameter epsilon, which is equal to the characteristic value of the density ratio at the head shock wave front. The thin shock layer method is applied to a wing of arbitrary aspect ratio to obtain exact particular solutions for the direct and inverse

Periodische Wirbelablösung im Überschallnachlauf einer ebenen Platte

W. F. Xing*) und G. Marenbach

SEP 1984

A84-20842
JUL 1984

1. Einleitung

Scherschichten können vollturbulent oder von Wirbeln durchsetzt sein; dabei treten Wirbel auch bei transonischer Profilumströmung und in Überschallnachläufen auf. Während hinter einer glatten Platte bei der Machzahl 2,2 ein wirbelfreier Überschallnachlauf beobachtet wird [1, 2], schwingt dieser bei der Machzahl 1,5 instabil periodisch [1], so daß er als Vorstufe einer Wirbelstraße angesehen werden kann.

Wirbelstraßen im Nachlauf sind bisher vorwiegend in inkompressiblen Strömungen und im schallnahen Bereich untersucht worden. Heinemann [3] zeigt, daß im Unterschall die Strouhal-Zahl $Sr = f \cdot d / u_\infty$ nahezu unabhängig von der Machzahl ist. Der Zahlenwert entspricht demjenigen, der an Zylindern bei gleicher Reynolds-Zahl in inkompressibler Strömung beobachtet wurde, wenn die Strouhal- und Reynolds-Zahl mit der Plattendicke beziehungsweise dem Zylinderdurchmesser gebildet werden. In schallnaher Überschallströmung, bei Machzahlen bis 1,25, stellt dagegen Motalleb [4] ein Anwachsen der Strouhal-Zahl fest. Er variiert durch Ausblasen an der Profilhinterkante die Wirbelbildung im Nachlauf. In der vorliegenden Arbeit sollen die Untersuchungen der Wirbelablösung auf höhere Überschall-Machzahlen ausgedehnt werden. Es soll geklärt werden, ob in diesem Machzahlbereich stabile Kármánsche Wirbelstraßen erzeugt werden können.

2. Meßverfahren

Für die Untersuchungen werden die optischen Meßverfahren (Mach-Zehnder-Interferometer und Laser-Doppler-Anemometer) verwendet, die in [1] und in diesem Heft [2] beschrieben sind. Die zeitlich gemittelte Geschwindigkeit und deren Schwankungskorrelationen werden aus 1250 Meßdaten pro Komponente der Laser-Doppler-Messung berechnet. Wegen der geringen Teilchendichte in der Strömung werden bei $Ma = 2,2$ etwa $5 \cdot 10^4$ Perioden der Wirbelstraße für die Datenaufnahme benötigt. Die Ablösefrequenz der Wirbel im Nachlauf wird über eine Schlierenoptik mit einem Photomultiplier als Rekorder bestimmt. Zur Untersuchung der zeitabhängigen Vorgänge wird auch die Achtfunken-Kamera des Aerodynamischen Institutes [5] eingesetzt.

3. Versuchsdurchführung und Versuchsergebnisse

Für die Versuche wurde der Nachlauf hinter einer ebenen Platte mit rechtwinkliger Hinterkante der Dicke $d = 6$ mm gewählt, die gleiche Strömung, die mit ähnlicher Geometrie für die Untersuchungen des turbulenten Nachlaufes bereits in [1, 2] verwendet wurde (Bild 1). Aufnahmen mit Mach-Zehnder-Interferometer (Bild 2) zeigen, daß es bei glatter Oberfläche der Platte dieser Dicke auch in einem Überschallnachlauf der Machzahl 1,5 nicht zur Ausbildung einer Wirbelstraße kommt. Dagegen lassen sich bei Unterschallanströmung ($Ma = 0,83$) hinter dieser Platte deutlich Wirbel erkennen, Bild 3; (die Plattenhinterkante liegt hier etwas außerhalb des linken Bildrandes).

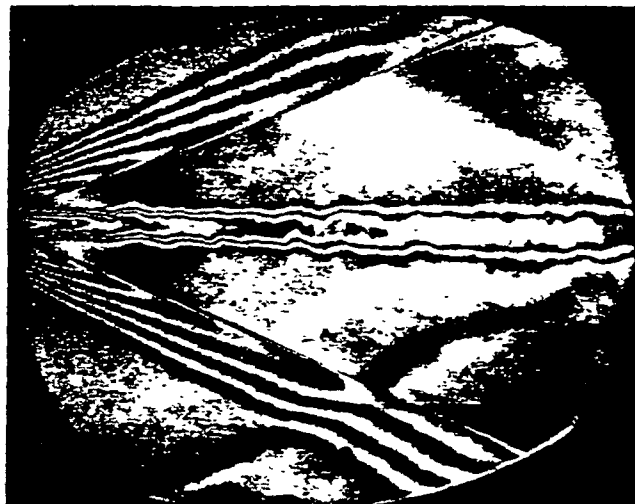


Bild 1. Turbulenter Nachlauf, $Ma = 2,2$, ohne Wirbel (Mach-Zehnder-Interferogramm mit Linien konstanter Dichte), entnommen aus [2].

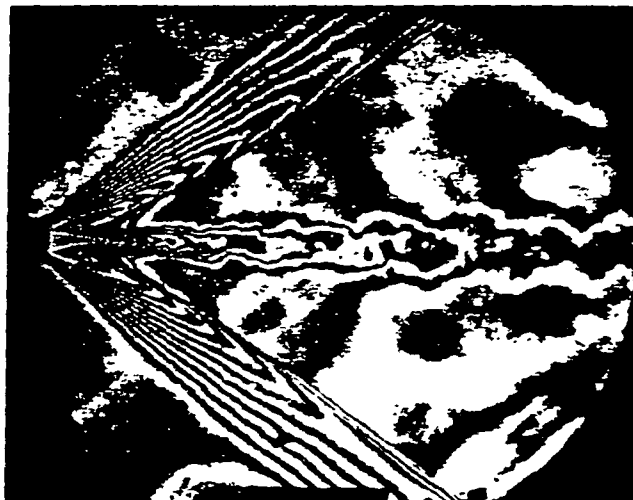


Bild 2. Überschallnachlauf, $Ma = 1,5$, ohne Wirbel (Mach-Zehnder-Interferogramm mit Linien konstanter Dichte).

*) Institute of Mechanics, Academia Sinica, Beijing, VR China, Stipendiat am Aerodyn. Institut der RWTH Aachen.

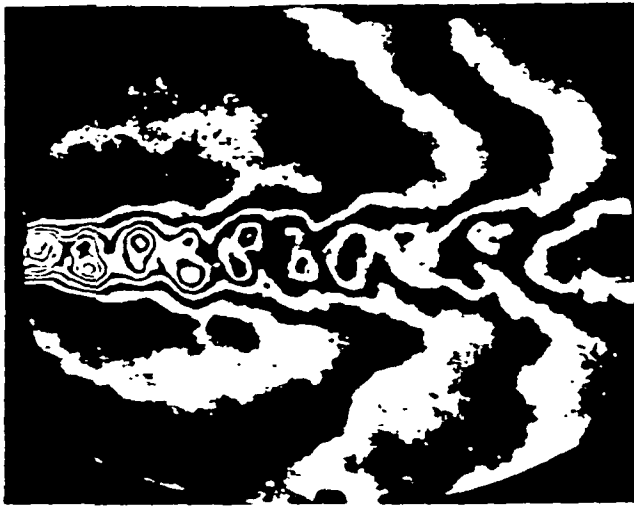


Bild 3. Unterschallnachlauf, $Ma = 0,83$ (Mach-Zehnder-Interferogramm mit Linien konstanter Dichte).



Bild 5. Wirbelstraße im Überschall, $Ma = 1,5$ (Mach-Zehnder-Interferogramm mit Linien konstanter Dichte).

Aus Untersuchungen von Achenbach u.a. [6] bei Anström-Machzahlen Ma_∞ bis 0,46 ist bekannt, daß Oberflächenrauigkeit die Wirbelablösung von Kreiszylindern beeinflusst. Daher wurden die eigenen Untersuchungen auf den Nachlauf einer rauhen Platte ausgedehnt. Bei den Machzahlen 1,5 und 2,2 ergab sich, daß Aufrauen der Plattenoberfläche durch Aufkleben von Schmirgelpapier bei sonst unveränderter Geometrie deutlich ausgeprägte Wirbelstraßen im Überschallnachlauf verursacht. Es zeigte sich jedoch, daß die Stabilität der Wirbelstraße und die Intensität der Wirbel außer von der Rauigkeit auch von der Plattengeometrie in der Nähe der Hinterkante abhängt. Eine kleine Stufe vor der Plattenhinterkante fördert Stabilität und Intensität der Wirbelstraße. In Bild 4 ist die Anordnung skizziert. In Bild 5 ist die Wirbelstraße hinter der Platte deutlich zu sehen, bei der Schmirgelpapier (Korn 0,12 mm) mit einem Hinterkantenabstand 7 mm auf die Platte aufgeklebt ist. Die Ablösefrequenz der Wirbel wurde im Querschnitt $x/d = 9$ aus dem Signal des Photomultipliers ermittelt. Bei der Machzahl 1,5 ergibt sich die Ablösefrequenz 17,2 kHz. Aus dem Verlauf der Anzeige des Photomultipliers auf dem Schirm eines Oszillographen kann entnommen werden, daß die Wirbelstraße regelmäßig ist (Bild 6).

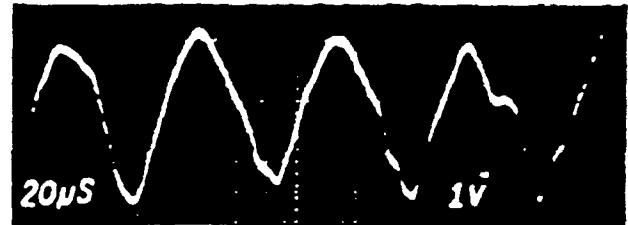


Bild 6. Photomultipliersignal des Nachlaufs mit Wirbeln (rauhe Platte) $Ma = 1,5$.



Bild 7. Wirbelstraße im Überschall, $Ma = 2,2$ (Mach-Zehnder-Interferogramm mit Linien konstanter Dichte).

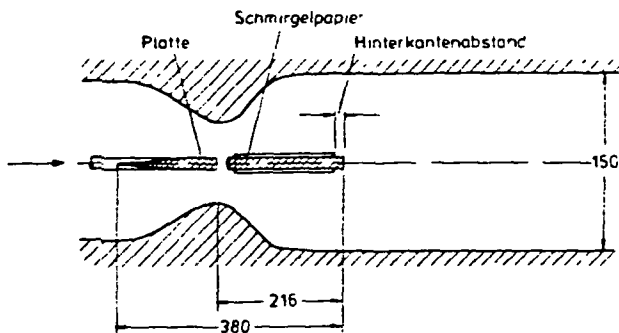


Bild 4. Modellgeometrie.

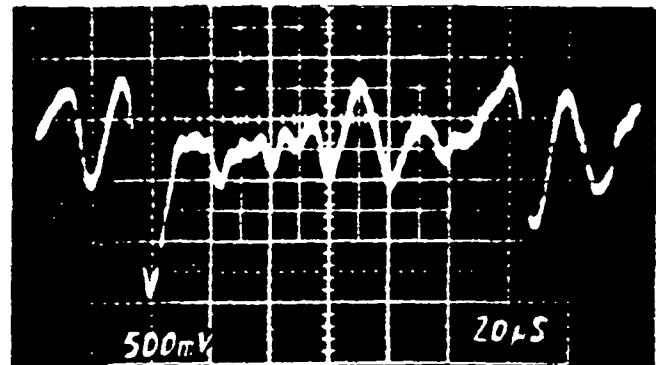


Bild 8. Photomultipliersignal des Nachlaufes ohne Wirbel (glatte Platte) $Ma = 2,2$.

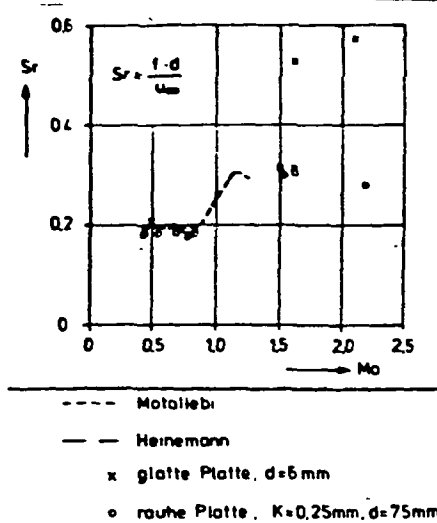


Bild 9. Abhängigkeit der Strouhal-Zahl von der Machzahl.

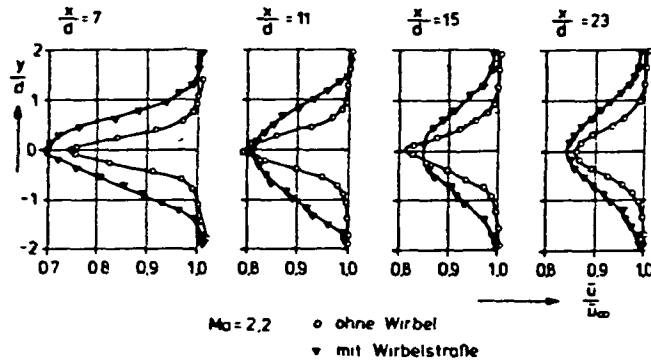


Bild 10. Profile der mittleren Geschwindigkeit in Überschallnachläufen.

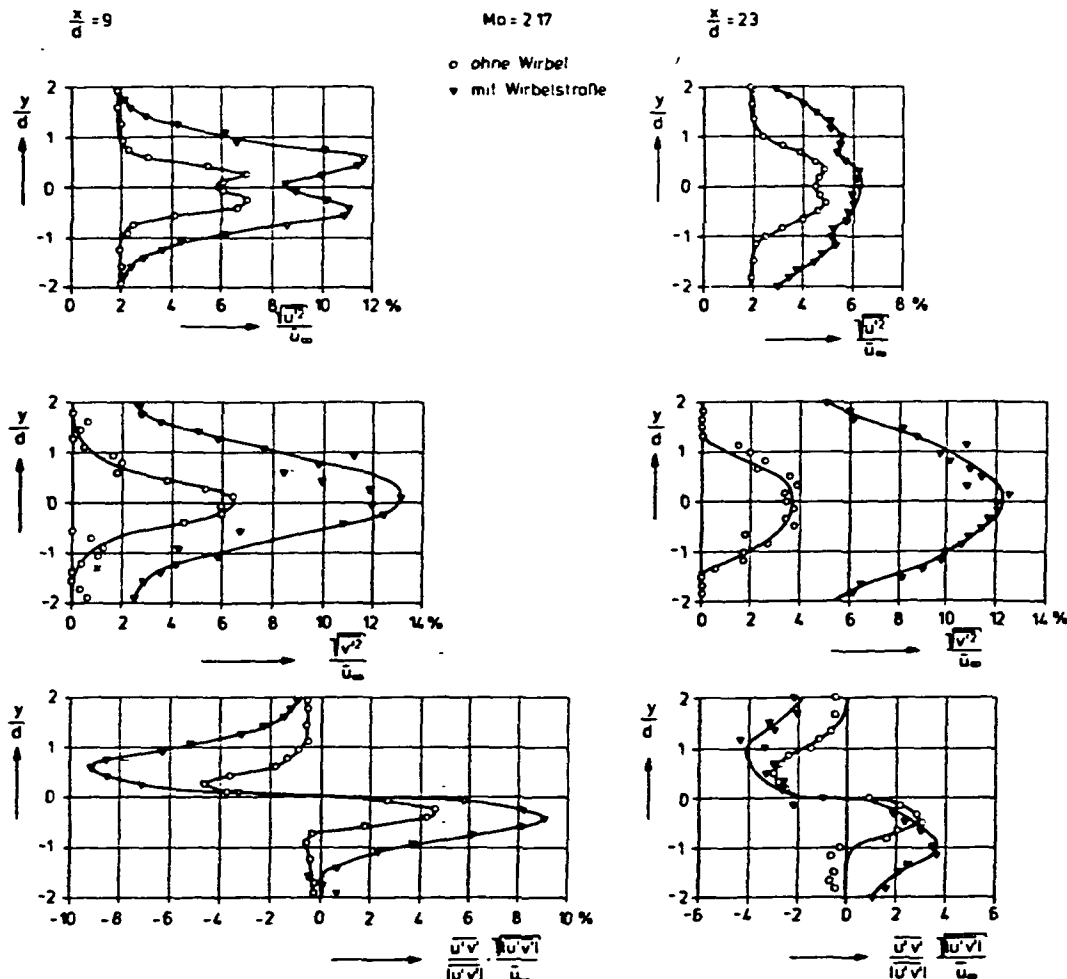


Bild 11. Profile der Geschwindigkeitsschwankungen in Überschallnachläufen.

Bei einer Anström-Machzahl 2,2 ergaben sich dann deutlich ausgeprägte Wirbel wie bei der Machzahl 1,5, wenn die Korngröße des Schmingelpapiers auf Korn 0,25 mm vergrößert und der Hinterkantabstand auf 4 mm reduziert wurde (Bild 7). Aufnahmen der Achtfunken-Hochgeschwindigkeitskamera bestätigen, daß bei dieser Geometrie die Intensität der Wirbel der Wirbelstraße von der Zeit nahezu unabhängig ist; bei davon etwas abweichender Geometrie der Plattenoberfläche ist die Wirbelausbildung dagegen stark unregelmäßig, so daß zu bestimmten Zeiten sogar Wirbel nicht mehr erkennbar sind, wie das Signal des Photomultipliers für die glatte Plattenoberfläche als Beispiel in Bild 8 zeigt.

Die Abhängigkeit der Wirbelablösung von der Machzahl der Anströmung ist in Bild 9 dargestellt und mit den Ergebnissen von Heinemann [3] und Motallebi [4] verglichen. Während im Unterschall die Strouhal-Zahl etwa 0,19 beträgt, steigt sie bei $Ma \geq 1,5$ für die raue Platte auf 0,28 bis 0,31 an. Diese Tendenz entspricht den Beobachtungen von Motallebi. In das Bild sind auch Werte für die glatte Platte eingetragen, die aus dem unregelmäßigen Signal des Photomultipliers ermittelt wurden (vgl. dazu Bild 8); sie liegen wesentlich höher als die der stabilen Kármánschen Wirbelstraße hinter der rauen Platte. Die Profile von mittlerer Geschwindigkeit und Geschwindigkeitsschwan-

kung der Überschallwirbelstraße $Ma = 2,2$ wurden mit dem Laser-Doppler-Anemometer für $x/d = 5$ bis 27 in der im vorigen Abschnitt angegebenen Weise ermittelt; sie sind für einige Abstände in Bild 10 und 11 dargestellt und mit den Profilen des turbulenten Überschallnachlaufes ohne Wirbel verglichen. Für den Nachlauf mit ausgeprägten Wirbeln ist charakteristisch, daß die Dellentiefe der mittleren Geschwindigkeit zunächst für $x/d = 11$ größer ist, als diejenige des turbulenten Nachlaufes (Bild 10). In diesem Bereich sind auch die gemessenen Geschwindigkeitsschwankungen (u'^2 , v'^2 , $u'v'$), Bild 11, in der Wirbelstraße viel größer als im turbulenten Nachlauf. Daher nimmt in der Wirbelstraße die Dellentiefe jedoch zunächst schneller ab als im turbulenten Nachlauf. Dies gilt bis etwa $x/d = 15$, wo die Dellentiefe der Wirbelstraße schon kleiner ist, als die des turbulenten Nachlaufes.

Für $x/d > 15$ bleibt die Dellentiefe der Wirbelstraße nahezu konstant. Auffällig in der Wirbelstraße ist, daß die Intensität der v -Schwankung sich in x -Richtung fast nicht ändert, während die u -Schwankung abnimmt. Für $x/d > 15$ sind die Maximalwerte der v -Schwankung dreimal so groß wie die der u -Schwankung, dagegen weisen im turbulenten Nachlauf beide Autokorrelationen gleiche Größenordnung auf. Die $u'v'$ -Korrelation ist in der Wirbelstraße im vermessenen Bereich größer als die des turbulenten Nachlaufes, nimmt dabei aber in Strömungsrichtung schneller ab.

Für die Diskussion dieser Ergebnisse muß beachtet werden, daß sich bei der Bestimmung der zeitlichen Mittelwerte von Geschwindigkeit und Geschwindigkeitsschwankung der untersuchten Wirbelstraße die stochastische turbulente Geschwindigkeitsschwankung und die periodische Wirbelbewegung überlagern. Zur Abschätzung der Größenordnung des periodischen Anteils des wirbelbehafteten Nachlaufes wurde mit der inkompressiblen Potentialtheorie aus dem komplexen Geschwindigkeitsfeld der Potentialwirbelstraße (z.B. [7])

$$u - i \cdot v = \frac{-\Gamma}{2\pi i} \left[\cot(z - z_1) \frac{\pi}{l} - \cot(z + z_2) \frac{\pi}{l} \right]$$

(l : Wirbelabstand) das Wirbelfeld einer laminaren Wirbelstraße berechnet. Der Betrag der Zirkulation Γ der Potentialwirbel wurde dabei so gewählt, daß die berechneten Geschwindigkeitswerte mit denen aus dem Dichtefeld über Mach-Zehnder-Interferometrie bestimmten am Ort eines Interferenzstreifens übereinstimmen. Die Umfangsgeschwindigkeit im Punkt des Wirbelzentrums wurde zu Null gesetzt. Die sich bei Überlagerung des berechneten Wirbelfeldes mit der Parallelströmung ($Ma_\infty = 2,2$) ergebenden Geschwindigkeitsschwankungen sind klein im Vergleich zu den gemessenen, Bild 12. Auf der Symmetrieachse liegen die Schwankungen unter 2 Prozent; nur in der Position der Wirbelzentren wachsen sie gegen unendlich, aufgrund der

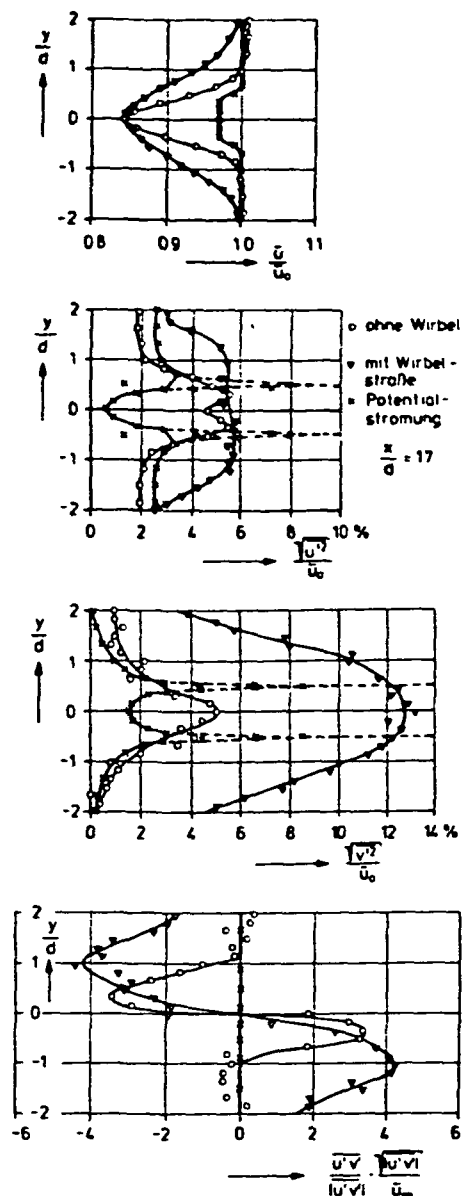


Bild 12. Vergleich der gemessenen Geschwindigkeiten und Geschwindigkeitskorrelationen mit den für eine inkompressible Potentialwirbelstraße berechneten.

Singularität der Funktion im Zentrum (gestrichelt eingezeichneter Kurvenverlauf). Aus den Mach-Zehnder-Interferogrammen ist jedoch zu erkennen, daß in der Strömung in unmittelbarer Umgebung des Wirbelzentrums keine entsprechende Dichteabsenkung und damit auch keine Geschwindigkeitsänderung vorhanden ist. Hieraus kann für die beobachtete Wirbelstraße der in Bild 12 durchgezogene Verlauf angenommen werden. Wegen der Symmetrie des Wirbelfeldes ist die $u'v'$ -Korrelation der Potentialwirbelstraße im gesamten Querschnitt gleich Null.

Diese grobe Abschätzung zeigt, daß aus dem berechneten potentialtheoretischen Verlauf der Geschwindigkeitsschwankungen allein die im Vergleich zum turbulenten Nachlauf größeren Werte der gemessenen Schwankungskorrelationen der Wirbelstraße nicht zu erklären sind. Es erfolgt vielmehr durch die Wirbel im Nachlauf eine verstärkte Anregung der turbulenten Schwankungen, insbesondere der v -Komponente.

Die im Überschallnachlauf hinter einer rauhen Platte sich einstellende Wirbelstraße ist nur bei bestimmter Oberflächenrauigkeit und Hinterkantengeometrie stabil und reproduzierbar. Aus den Untersuchungen folgt, daß die Struktur der Wirbel im Nachlauf von der Form der Grenzschicht an der Hinterkante des umströmten Profils abhängt. Eine Wirbelstraße im Überschall zeigt gegenüber dem Unterschall vergrößerte Werte der Strouhal-Zahl. Dieses Ergebnis stimmt mit dem von Motallebi im schallnahen Bereich gemessenen überein.

Die mit einem Laser-Doppler-Anemometer ermittelten Werte der mittleren Geschwindigkeit und der Geschwindigkeitschwankungen der Wirbelstraße weichen stark von denjenigen eines vollturbulenten Überschallnachlaufes ab. Der Nachlauf mit Wirbelstraße ist dabei breiter als der turbulente Nachlauf. Die Schwankungen der v-Komponente der Geschwindigkeit sind im Wirbelstraßennachlauf wegen dessen Struktur viel größer als im turbulenten Nachlauf.

In der stabilen Wirbelstraße im Überschallnachlauf wurde auch eine Modellströmung gefunden, die für die Untersuchung der Störung eines wirbelbehafteten turbulenten Nachlaufes durch einen Verdichtungsstoß geeignet ist. In anschließenden Untersuchungen soll mit Hilfe dieser Modellströmung geklärt werden, in welcher Weise ein Verdichtungsstoß einen wirbelbehafteten Nachlauf stört. Insbesondere soll ermittelt werden, ob die Zunahme der Schwankungsgrößen über den Stoß der in [1, 2] für den turbulenten Nachlauf ermittelten entspricht.

- [1] M a r e n b a c h, G.: Störung ebener turbulenter Mischzonen durch Stoßwellen. Dissertation RWTH Aachen (1982).
- [2] M a r e n b a c h, G.: Störung eines ebenen turbulenten Nachlaufes durch einen Verdichtungsstoß. Abh. aus dem Aerodyn. Inst. RWTH Aachen, Heft 26, (1983).
- [3] H e i n e m a n n, H.-J., L a w a c z e c k, O., B ü t e f i s c h, K.A.: Von Kármán vortices and their frequency determination in the wakes of profiles in the sub- and transonic regimes. IUTAM Symposium Transonicum II, Göttingen 1975, Springer-Verlag, (1976), S. 75/82.
- [4] M o t a l l e b i, F., N o r b u r y, J. F.: The effect of base bleed on vortex shedding and base pressure in compressible flow. JFM 110 (1981), S. 273/292.
- [5] H e r m a n n s, E.: Funkenentladungskreise mit Eigenfrequenzen von 2,5 und 1 MHz, elektrischen Energien zwischen 5 und 200 Wattsekunden und rasch abklingendem Strom. Ber. VII Int. Kongr. für Kurzzeitphotographie, Zürich 1965, Helwich-Verl. Darmstadt und Wien, (1967).
- [6] A c h e n b a c h, E., H e i n e c k e, E.: On vortex shedding from smooth and rough cylinders in the range of Reynolds numbers 6×10^3 to 5×10^6 . J. Fluid Mech. 109 (1981), S. 239/251.
- [7] W i e g h a r d t, K.: Theoretische Strömungslehre. Teubner Studienbücher, B. G. Teubner, Stuttgart (1974).

Y900 45 6311

FE 1 10